# 埋入式冲压空气进气口性能及影响因素研究

孔犇犇[1],裴后举[1],崔永龙[2],李志茂[3],蒋彦龙[1]

(1. 南京航空航天大学飞行器环境控制与生命保障工业和信息化部重点实验室,210016 南京;
2. 中国船舶及海洋工程设计研究院,200011 上海;3. 上海飞机设计研究院环控氧气部 201210 上海)

**摘　要:**随着高性能航空电子设备在飞机上的大量应用,冷却空气需求量的不断增加,亟需发展高效节能的民机冲压空气系统。针对某飞机 NACA 型进气口,建立其物理模型并基于 $k$-$\omega$ SST 湍流模型开展其内外流场的耦合特性分析,研究了 NACA 埋入式进气口的进气机理。在此基础上,提出了采用反映进气口气流能量损失的关键性指标冲压效率及进气质量流量作为进气口性能的评价方法,并分析了飞行参数如马赫数、攻角和侧滑角对 NACA 埋入式进气口性能的影响。研究结果表明:马赫数从 0.5 增加到 0.9 时,冲压效率增加了 9.26%,质量流量增加 3.82 kg/s;攻角从 0°增加到 5°时,冲压效率增加了 7.35%,质量流量增加 0.38 kg/s;侧滑角从 0°增加到 4°,冲压效率降低 6%,而质量流量呈先增大后减小的趋势。研究结果为我国大型民用飞机的自主研制提供一定的理论依据。

**关键词:**冲压空气系统;NACA 埋入式进气口;飞行参数;冲压效率;质量流量

**中图分类号:**V228.7　　**文献标志码:**A

# Research on performance and influencing factors of submerged ram air inlet

KONG Benben[1], PEI Houju[1], CUI Yonglong[2], LI Zhimao[3], JIANG Yanlong[1]

(1. Key Laboratory of Aircraft Environment Control and Life Support, MIIT, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 210016 Nanjing, China; 2. Marine Design & Research Institute of China, 200011 Shanghai, China; 3. Environment Control and Oxygen System Department, Shanghai Aircraft Design and Research Institute, 201210 Shanghai, China)

**Abstract:** The demand for cooling air is continuously increasing as a result of the extensive application of high-performance avionics in aircraft. Therefore, it is urgent to develop an efficient and energy-saving ram air system for civil aircraft. Based on $k$-$\omega$ SST turbulence model, the coupling characteristics of internal and external flow fields of aircraft NACA inlet were studied, and the intake mechanism of NACA inlet was obtained. On this basis, the evaluation method and index of inlet performance were proposed, and the influences of flight parameters such as Mach number, angle of attack and side-slip angle on aircraft NACA inlet performance were studied. The results show that the ram efficiency and the mass flow rate increase by

**收稿日期:**2021-01-28　　**修回日期:**2022-03-04
**基金项目:**飞行器环境控制与生命保障工信部重点实验室开放课题资助项目(No. KLAECLS-E-202001)
**通信作者:**裴后举。E-mail:hj_pei@nuaa.edu.cn
**引用格式:**孔犇犇,裴后举,崔永龙,等. 埋入式冲压空气进气口性能及影响因素研究[J]. 应用力学学报,2022,39(3):490-497.
KONG Benben, PEI Houju, CUI Yonglong, et al. Research on performance and influencing factors of submerged ram air inlet[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2022, 39(3): 490-497.

9.26% and 3.82 kg/s, respectively when Mach number increases from 0.5 to 0.9. As the angle of attack increases from 0° to 5°, the ram efficiency and the mass flow rate increase by 7.35% and 0.38 kg/s, respectively. The side-slip angle increases from 0° to 4°, and the ram efficiency decreases by 6%, while the mass flow rate increases at first and then decreases. The present results provide a theoretical basis for the independent development of large-scale civil aircraft in China.

**Key words**: ram air system; NACA submerged inlet; flight parameters; ram efficiency; mass flow rate



近几年,国民经济不断发展,中国民用航空需求呈现井喷态势,对大飞机的需求量日益增加。随着飞机座舱越来越大,各类电子设备越来越多,舱室所需空气和冷却所需冷源也随之增多。冲压空气系统作为飞机的重要组成部分,为飞机提供冷源和新鲜空气,主要用于飞机空调系统、燃油惰化系统、辅助冷却系统冷却,其由进气口、冷却设备、排气口等组成[1]。合理的进气口设计有利于保证整个系统有较好的散热能力,防止系统因超温发生故障,从而影响飞机的飞行安全。典型的进气口形式主要包括 NACA(National Advisory Committee for Aeronautics)埋入式进气口、矩形埋入式进气口、戽斗式进气口。NACA 埋入式进气口(NACA 曲线扩张型埋入式进气口)有一个弯曲发散的长斜板。该斜板初始端狭窄,其扩散的尖缘侧壁一直连到进气口展向的末端。该进气口在飞机表面不呈现任何突起部分,其结构特点使空气沿着斜板侧壁发展出强大的涡流,将斜板边界层扫向旁边,并卷吸更多高能流进入进气口[2]。NACA 埋入式进气口相对其他进气口有着良好的气动性能,受到国内外研究学者的广泛关注。

以往对 NACA 埋入式进气口的研究主要集中在 NACA 埋入式进气口设计、NACA 埋入式进气口与其他进气口的性能对比以及 NACA 埋入式进气口结构对性能的影响,而近几年众多学者逐步开展对 NACA 埋入式进气口结构参数优化方法的研究。土耳其国家研究理事会的 Kucuk[3]基于响应面分析及多响应期望函数优化对 NACA 埋入式进气口进行结构优化,以获得总压畸变最小,压力恢复最高的进气口结构。而李志茂等[4]则提出了一种将 BP 神经网络与遗传算法相结合的结构优化方法,并对 NACA 埋入式进气口进行结构优化,从而获得在满足进气口质量流量要求的情况下,燃油代偿损失最小的进气口结构。但近年来关于飞行参数对 NACA 埋入式进气口性能影响的分析研究却相对较少,研究方法和结果仍集中于上世纪四五十年代,且研究对象为军用飞机[5]。文献[6-7]针对马赫数对 NACA 埋入式进气口的性能进行了研究,结果表明,随着马赫数增加,冲压效率变化不大。文献[7-9]发现 NACA 埋入式进气口入口处的边界层影响冲压效率,随着边界层厚度增加,冲压效率降低。文献[10-11]对 NACA 埋入式进气口进行了研究,研究表明,攻角变化所引起的冲压效率的变化较小。文献[12-13]对鸭翼型飞机上的 NACA 埋入式进气口进行了研究,前者发现随着攻角增加冲压效率降低,而后者则得到与其相反的结论,对比发现主要是由于后者加入了鸭翼的影响。Kucuk[3]研究发现增加侧滑角会导致 NACA 埋入式进气口性能显著降低。

上述 NACA 埋入式进气口的性能研究主要集中于军用飞机,针对民用飞机埋入式进气口的研究甚少。而军用飞机与民用飞机的外形差异很大,且军用飞机 NACA 埋入式进气口一般位于机身前端,民用飞机进气口一般位于翼身整流罩上,并且已有的研究表明相同机型下有无鸭翼会导致相反的进气口性能[12-13]。所以上述结论对于研究民用飞机 NACA 埋入式进气口性能并不适用。国内的薛勇等[14]针对民用飞机 NACA 埋入式进气口设计,提出了将工程计算和 CFD 计算相结合的设计方法,崔永龙等[15]基于 VB 6.0 对 CATIA 进行二次开发,实现了 NACA 进气口的参数化建模,极大地提高了模型的生成速度和修改速度,降低了设计人员的时间和精力。但未对 NACA 埋入式进气口的性能及影响因素开展详细研究。因此,开展飞行参数对 NACA 埋入式进气口性能影响的研究具有实际意义。

本研究以某型飞机为例,基于结构化网格技术,利用 CFD 商用软件,探究 NACA 埋入式进气口的进气机理,并针对马赫数、攻角 $\alpha$ 和侧滑角 $\beta$ 等飞行参数,开展其对 NACA 埋入式进气口冲压效率和质量流量的影响研究。该研究成果为我国大型民用飞机的自主研制提供一定理论依据。

## 1 数学模型与网格

NACA 埋入式进气口理论结构示意图如图 1 所

示，其结构参数包括：开口长度 $L$、宽高比 $w/dt$、唇口型面参数 $t/dt$、唇口长高比 $n/t$、斜坡倾角 $\varphi$、扩张角 $\gamma$。本研究采用经过优化的 NACA 进气口结构进行研究，即：开口长度 1 912.5 mm、宽高比 2.8、唇口型面参数 0.2、唇口长高比 2.5、斜坡倾角 6.2°、扩张角 3°，并以某型飞机为研究对象，建立其 NACA 埋入式进气口模型。如图 2 所示，NACA 埋入式进气口主要由前调节板、后调节板、进气口侧壁、唇口、进气口出口面构成，进气口安装在翼身整流罩上，位于翼下纵梁平面外侧。

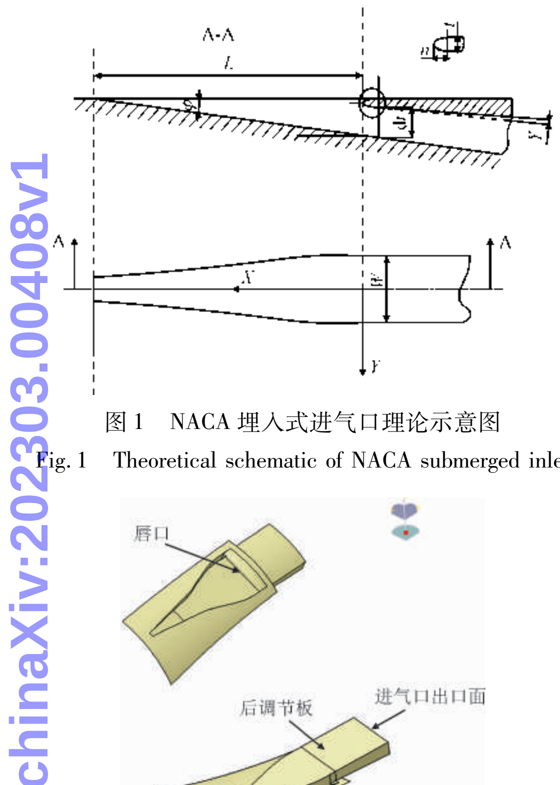



图 1　NACA 埋入式进气口理论示意图

Fig. 1　Theoretical schematic of NACA submerged inlet

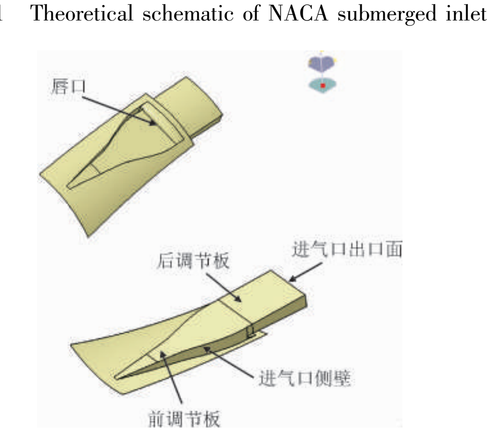



图 2　NACA 埋入式进气口模型示意图

Fig. 2　Model of NACA submerged inlet

本研究对于飞机模型采用自上而下的方式进行结构化网格划分，生成的结构化网格如图 3 所示。

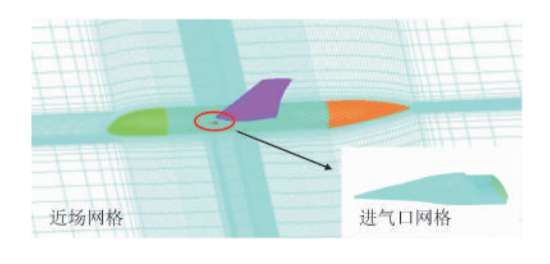



图 3　模型网格示意图

Fig. 3　Grid diagram of the model

## 2　数值求解方法

### 2.1　算例验证

为验证所选湍流模型的可靠性，本研究选用 AIAA 阻力预测工作会议(Drag Prediction Workshop，DPW)[16-20]提供的官方构型(DLR-F6 翼身组合体构型)为研究对象进行算例验证。湍流模型选择 $k$-$\omega$ SST 两方程模型，边界条件按照 DPW 公布的巡航工况进行设置。获得升力系数 $C_L$ 随攻角 $\alpha$ 的变化关系，并与实验值进行对比，对比结果如图 4 所示。数值计算时，攻角取值为 $\alpha = -3°, -2°, -1°, 0°, 0.5°, 1°, 1.5°$。

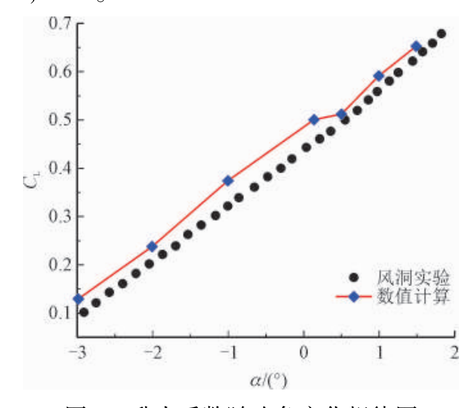



图 4　升力系数随攻角变化规律图

Fig. 4　Variation of lift coefficient with angle of attack

由图 4 可知，数值计算结果表明：随着攻角的增加，升力系数增加，该规律与风洞实验结果一致，误差最大是 5.2%。数值计算结果与风洞实验结果基本吻合，本研究所述湍流模型可进一步用于对NACA埋入式进气口性能的研究。

### 2.2　网格无关性验证

为了在分析 NACA 埋入式进气口性能时，提供合理的网格规模，确保计算结果与网格数量无关，针对本研究模型，生成网格数量分别为 1 500 万、2 000 万、2 500 万、3 000 万、3 500 万的结构化网格，并对不同网格规模的网格进行计算。数值计算获得上述网格不同翼展站位的表面压力分布对比，通过对比可知，1 500 万和 2 000 万网格的计算结果于其他网格规模的计算结果存在偏差。在翼根处，偏差较小；越接近翼梢，偏差越大。2 500 万及以上的网格的计算结果基本重合。

表 1 进一步对比了不同网格量级 NACA 埋入式

进气口的质量流量比(实际捕获空气流量与最大捕获空气流量的比值)。

表 1 不同网格规模进气口质量流量比

Tab. 1 Mass flow ratio of inlet with different grid sizes

| 网格量级 | 1 500 万 | 2 000 万 | 2 500 万 | 3 000 万 | 3 500 万 |
|---|---|---|---|---|---|
| 质量流量比 | 0.938 | 0.939 | 0.940 | 0.940 | 0.940 |

通过对比计算结果,发现网格数量达到 2 500 万及以上时,质量流量比不再发生变化,说明采用 2 500 万网格规模可得到满足精度的计算结果。由于后续研究考虑到边界层的影响,为了确保数值计算的准确性,得到了不同马赫数下的最大 $y+$ 值,如表 2 所示。

表 2 不同马赫数下的最大 $y+$ 值

Tab. 2 Maximum $y+$ value at different Mach numbers

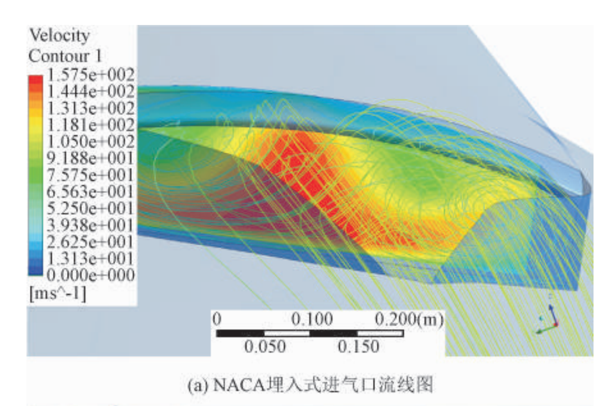
| Ma | 0.5 | 0.55 | 0.6 | 0.65 | 0.7 | 0.75 | 0.8 | 0.85 | 0.9 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| $y+$ | 3.2 | 3.4 | 3.6 | 3.8 | 4.0 | 4.2 | 4.4 | 4.5 | 4.8 |

由表 2 可知,当马赫数在 0.5 ~ 0.9 范围内变化时,$y+$ 最大值始终小于 5,文献[9]中证明采用 $k$-$\omega$ 模型对 NACA 埋入式进气口进行数值模拟时,$y+$ 小于 5 可以得到与实验基本相同的结果,因此,本研究 $y+$ 值满足要求。综上所述,对 NACA 埋入式进气口性能研究时,选取 2 500 万网格进行计算。

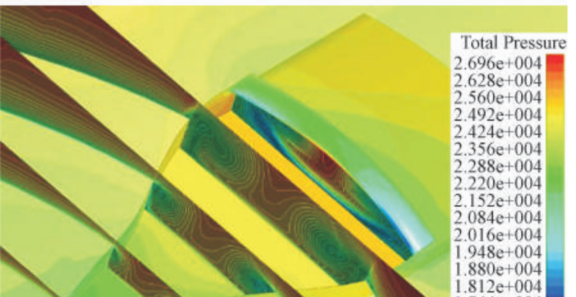
## 3 NACA 埋入式进气口进气机理分析

NACA 埋入式进气口和其他进气口的进气方式不同,为了探究其进气机理,得到了速度流线图及进气口各截面总压云图,如图 5 所示。

由图 5 中进气口流线图可知,远方来流沿着机身表面平行流至进气口,在 NACA 埋入式进气口尖端处沿着前调节板轴向流入进气口。由于 NACA 埋入式进气口扩散侧壁的存在,气流的流通截面增大,分别产生流向两侧壁的分速度。当气流流至侧壁处时,受到侧壁的阻碍,气流沿着侧壁流出进气口,在气流即将流出时受到外部高能来流的作用,向 NACA 埋入式进气口中心翻转,气流再次流入进气口,并且携带大量的高能流进入进气口。由于 NACA 埋入式进气口结构特点的三维效应使来流在两条侧边处产生一对卷吸涡,通过进气口各截面总压云图可以很清楚地看到这对卷吸涡的存在及发展过程,该卷吸涡一边绕侧壁向进气口旋转,一边沿进气口流入飞机内部,卷吸涡是 NACA 埋入式进气口区别于其他类型进气口最明显的特征,其存在使进气口两侧及上方的气流被吸入进气口,从而使 NACA 埋入式进气口能够满足客机日益增长的大流量需求,但是由于低能流流入以及涡流损失会造成能量损失。因此,需要研究飞行工况参数对进气口气流能量损失的影响,从而确保满足质量流量要求的前提下力求最优。




(a) NACA埋入式进气口流线图




(b) 进气口各截面总压云图

图 5 NACA 埋入式进气口流线图及总压云图

Fig. 5 Streamline map and total pressure nephogram of NACA submerged inlet

## 4 飞行参数对进气口性能的影响

评价进气口性能的指标有质量流量、阻力、冲压效率等,本研究采用冲压效率和质量流量对 NACA 埋入式进气口性能进行评价。其中,冲压效率是反映进气口气流能量损失的关键性指标之一,是评价进气口性能的重要参数,为进气口喉道处的动压与自由流动压的比值,其定义式为

$$\psi = \frac{p_{\mathrm{inlet}}^{*} - p_{\mathrm{far}}}{p_{\mathrm{far}}^{*} - p_{\mathrm{far}}} \tag{1}$$

式中:$p_{\mathrm{inlet}}^{*}$ 为 NACA 埋入式进气口喉道处的总压;$p_{\mathrm{far}}^{*}$ 为外界远场的总压;$p_{\mathrm{far}}$ 为外界远场的静压。

### 4.1 马赫数

本研究探讨了 0.5 ~0.9 范围内马赫数对 NACA 埋入式进气口性能的影响,结果如图 6 所示。

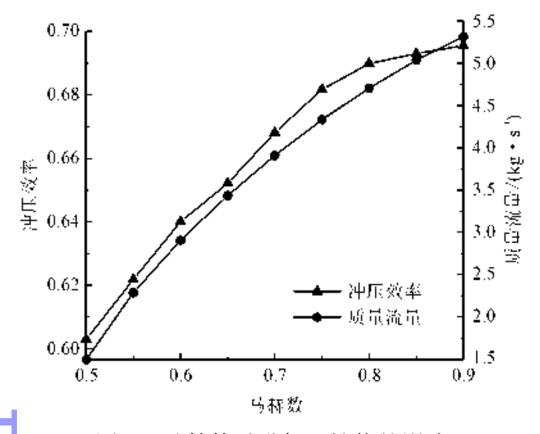



图 6　马赫数对进气口性能的影响

Fig. 6　Influence of Mach number on inlet performance

由图 6 可知,冲压效率随着马赫数的增大而增大,当马赫数从 0.5 增加到 0.9 时,NACA 埋入式进气口的冲压效率增加了 9.26% ,其中,低马赫数对于冲压效率的影响较大,冲压效率在马赫数超过 0.8 后变化不大。与此同时,进气口捕获的空气量也随着马赫数的增加而增加,这主要是由于马赫数增大,外界空气总压增大,在进气口背压不变的情况下,由于压差增大导致更多的气流进入。

马赫数对冲压效率的影响很难直观解释,为探究马赫数对 NACA 埋入式进气口性能影响的机理,可从雷诺数的角度出发,不同的雷诺数会导致不同的边界层流动特性,其直接影响进气口前端气流边界层的位移厚度和动量厚度。由于飞机外形为复杂曲面,没有相应的公式计算其边界层厚度,但雷诺数和边界层厚度的变化关系是一致的,因此工程上一般采用格兰维尔的经验公式表征两者之间的关系。格兰维尔经验公式如下。

$$\delta = \frac{0.0598D}{\lg(Re) - 3.17} \tag{2}$$

式中:$\delta$ 为位移边界层厚度;$D$ 为进气口安装位置的特征长度。

动量边界层厚度 $\theta$ 和位移边界层厚度 $\delta$ 的关系为

$$\theta = 7\delta/72 \tag{3}$$

因此,动量边界层厚度跟雷诺数是负相关关系。

进一步,本研究通过大量计算得出动量边界层厚度与冲压效率的关系,如图 7 所示。

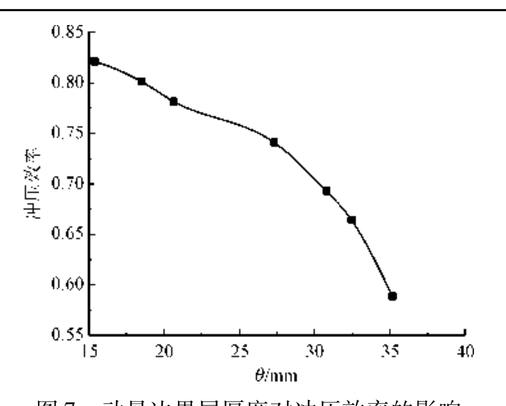



图 7　动量边界层厚度对冲压效率的影响

Fig. 7　Influence of momentum boundary layer thickness on ram efficiency

由图 7 可知,冲压效率与动量边界层厚度呈负相关关系,动量边界层厚度从 15.42 mm 增加到 35.16 mm,冲压效率下降了 22% ,进气口性能急剧下降。这表明动量边界层厚度对进气口性能有较大的影响。由于远方来流经机身表面流至进气口处时,随着边界层的增厚,导致更多的低能流空气进入到进气口中,从而使冲压效率下降,进气口性能降低。

综上所述,动量边界层厚度与雷诺数呈负相关,而冲压效率跟动量边界层厚度亦是负相关。因此,马赫数越大,雷诺数越大,冲压效率越来越大。

### 4.2 攻　角

攻角即翼弦与相对气流之间的夹角,飞机在不同的飞行工况下会呈现不同的飞行攻角。攻角的改变也会对 NACA 埋入式进气口的性能产生影响,本研究选取 0° ~5°范围内的攻角变化,研究其对进气口性能的影响,攻角与冲压效率、质量流量的关系如图 8 所示。

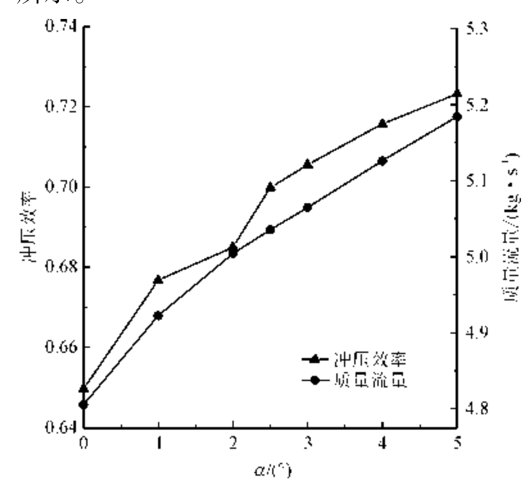



图 8　攻角对进气口性能的影响

Fig. 8　Influence of angle of attack on inlet performance

由图 8 可知，NACA 埋入式进气口的性能随着攻角的增大而得到改善，当攻角从 0°增加到 5°时，冲压效率增加了 7.35%，质量流量增加了 0.38 kg/s。由于 NACA 埋入式进气口的安装位置，攻角发生变化时，进气口的有效捕获面积增大，会导致流入 NACA埋入式进气口的高能流空气占比增加，使冲压效率和质量流量增加。为了进一步研究攻角对冲压效率影响的机理，图 9 给出了不同攻角下进气口出口的流线和压力云图。

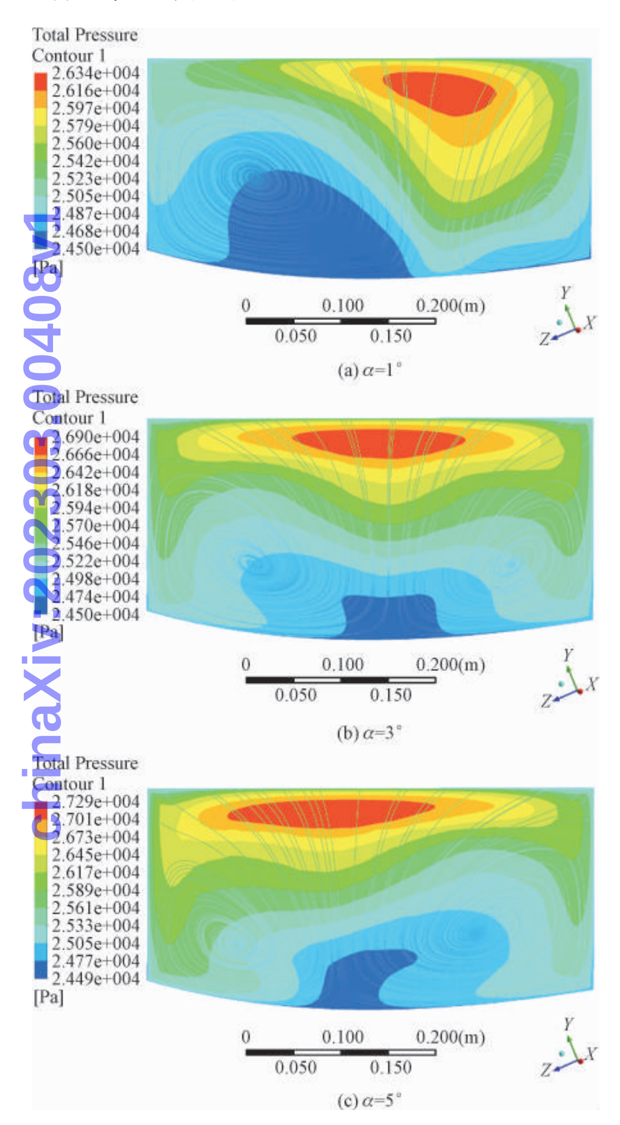



图 9 不同攻角下的流线及压力云图

Fig. 9 Streamlines and pressure nephograms at different angle of attack

由图 9 可知，NACA 埋入式进气口出口的压力分布不均匀，出口顶部呈现高压区，底部为低压区。随着攻角的增加，进气口出口顶部的高压区域逐渐扩大，相应的低压区面积减少，从而使冲压效率增加。这表明随着攻角的增加，更多的高能流空气进入进气口，导致进气口的性能得到提升。

## 4.3 侧滑角

侧滑角即飞机的轴线与飞机的飞行速度方向在水平面内的夹角。飞机在遇到气流发生颠簸或者改变飞行方向时都会产生侧滑角，因此研究侧滑角对 NACA 埋入式进气口性能的影响也是十分有必要的，本研究选取 0° ~4°范围内的侧滑角变化，经过数值计算得到其对进气口性能的影响，如图 10 所示。

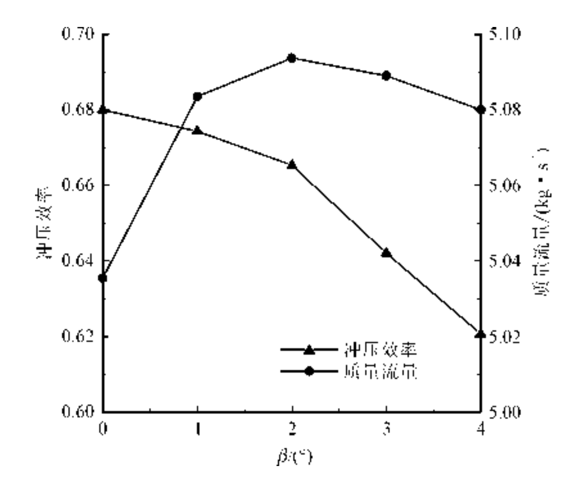



图 10 侧滑角对进气口性能的影响

Fig. 10 Influence of side-slip angle on inlet performance

由图 10 可知，随着侧滑角的增加，冲压效率不断下降，侧滑角从 0°增加到 4°，冲压效率降低 6%。还可以发现：侧滑角在 0° ~2°范围内变化时，冲压效率下降缓慢；侧滑角在 2° ~4°范围变化时，冲压效率急剧下降，因此小侧滑角对于冲压效率影响不大，侧滑角越大产生的不良影响越大。而进气口捕获的质量流量随着侧滑角的增加，呈现先增加后减少的趋势，最大流量与最小流量的差值仅为0.05 kg/s。研究结果表明，侧滑角对于质量流量的影响不大。为了进一步探究侧滑角对进气口性能影响的机理，图 11 给出了不同侧滑角下的流线图。

如图 11 所示，当侧滑角为 0°时，进气口出口处产生一对旋涡，由于安装位置的缘故，这对旋涡并不完全对称。当侧滑角为 2°时，受到外界气流的影响，一侧旋涡变小，一侧旋涡变大。由于此时进气口内还未发生严重的气流分离，进气口的性能整体并未受侧滑角的变化而明显下降，因此冲压效率下降缓慢。质量流量由于大漩涡的卷吸效应产生小幅度增加。而当侧滑角为 4°时，进气口内的气流出现严重的流动分离，产生能量损失。这就导致当侧滑角大

于 2°时，冲压效率急剧下降，质量流量也有所下降，进气口性能变差。

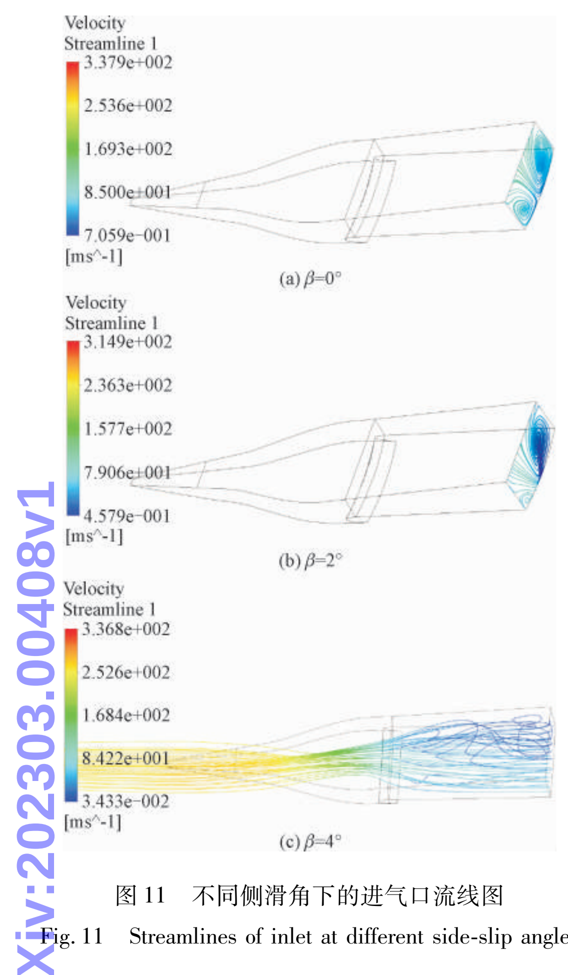



图 11　不同侧滑角下的进气口流线图

Fig. 11　Streamlines of inlet at different side-slip angles



## 5　结　论

本研究基于 CFD 数值仿真技术对民用飞机 NACA 埋入式进气口进行性能特性分析，研究了不同马赫数、攻角、侧滑角对进气口性能的影响。得到以下结论。

1）随着马赫数的增大，雷诺数增大，导致 NACA 埋入式进气口前端的边界层厚度变薄，流入进气口的低能流占比减少，从而使冲压效率增加，进气口性能改善。低马赫数对于进气口性能的影响较大，马赫数高于 0.8 时，冲压效率基本不变。

2）NACA 埋入式进气口出口处的压力分布不均匀，随着攻角的增加，流入进气口的空气中，高能流所占比例增加，高压区面积增加，使冲压效率增加。

3）随着侧滑角的增加，冲压效率不断下降。当侧滑角在 0° ~2°范围变化时，冲压效率改变不明显。当侧滑角大于 2°时，进气口发生气流分离，产生能量损失，导致冲压效率急剧下降。

4）NACA 埋入式进气口捕获的质量流量随着马赫数和攻角的增加而增加，呈正相关关系，而随着侧滑角的增加呈先增大后减小的趋势。

5）从研究结果可知，马赫数、攻角、侧滑角均在一定程度上对进气口的冲压效率和质量流量产生了影响。尤其是，侧滑角的轻微存在会产生比较大的冲压效率损失。因此在实际的工程中，应该在设计之初进行飞行全包线的计算和验证，形成基于飞行包线的冲压空气进气道的性能数据库，并据此设计进气道的反馈控制策略，为飞行过程中的进气口的有效工作提供技术保障。

## 参考文献

［1］ 寿荣中. 飞行器环境控制［M］. 北京：北京航空航天大学出版社，2004.

［2］ LEE C，BOEDICKER C. Subsonic diffuser design and performance for advanced fighter aircraft［C］//AIAA/AHS/ASEE Aircraft Design Systems and Operations Meeting. New York：AIAA，1985.

［3］ KUCUK U C. Application of response surface methodology to optimize aerodynamic performance of NACA inlet［C］//AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Atlanta：AIAA，2017：4991-5001.

［4］ LI Z M，CHEN C D，PEI H J，et al. Structural optimization of the aircraft NACA inlet based on BP neural networks and genetic algorithms［J］. International journal of aerospace engineering，2020，2020（2）：1-9.

［5］ 王赟，李志茂，裴后举，等. 民机冲压空气进气口设计研究进展［J］. 航空精密制造技术，2020，56（1）：31-35.
WANG Yun，LI Zhimao，PEI Houju，et al. Research advances of ram air intake of civil aircraft［J］. Aviation precision manufacturing technology，2020，56（1）：31-35（in Chinese）.

［6］ AXELSON J A，TAYLOR R A. Preliminary investigation of the transonic characteristics of an NACA submerged inlet：NACA-RM-A50C13［R］. Washington：National Advisory Committee for Aeronautics，1950.

［7］ HALL C F，FRANK J L. Ram-recovery characteristics of NACA submerged inlets at high subsonic speeds：NACA-RM-A8I29［R］. Washington：National Advisory Committee for Aeronautics，1948.

［8］ MOSSMAN E A，RANDALL L M. An experimental investigation of the design variables for NACA submerged duct entrances：NACA-RM-A7I30［R］. Washington：National Advisory Committee for Aeronautics，1948.

［9］ MIANSARI M，GHEZELSOFLOO S，TOGHRAIE D. Numerical investigation of geometrical design effect on the submerged inlet aerodynamics characteristics［J］. International journal of aeronautical

and space sciences,2020,21(1):25-38.

[10] FRICK C W,DAVIS W F,RANDALL L M,et al. An experimental investigation of NACA submerged-duct entrances, NACA-ACR-5I20[R]. Washington: National advisory committee for aeronautics,1945.

[11] MARTIN N J,HOLZHAUSER C A. An experimental investigation at large scale of several configurations of an NACA submerged air intake: NACA-RM-A8F21 [R]. Washington: National Advisory Committee for Aeronautics,1948.

[12] SILVEIRA B H D,SOUZA P R C,ALMEIDA O. Numerical investigation of a NACA air intake for a canard type aircraft[J]. International journal of advanced engineering research and science,2017,4(5):32-40.

[13] ALMEIDA O D,SOUZA P R C. Flow characterization from a NACA air intake assembled in a canard type aircraft[J]. Revista da engenharia térmica,2017,16(1):3-10.

[14] 薛勇,宋志强,徐朱瑞. 民用飞机埋入式 NACA 进气口设计方法[J]. 科技信息,2014(6):187-189.
XUE Yong, SONG Zhiqiang, XU Zhurui. Design method of submerged NACA air inlet for civil aircraft[J]. Science & technology information,2014(6):187-189 (in Chinese).

[15] 崔永龙,裴后举,吴博宇,等. 基于 CATIA 的 NACA 进气口参数化建模[J]. 航空计算技术,2020,50(2):68-71.
CUI Yonglong,PEI Houju,WU Boyu,et al. Parametric modeling of NACA air inlet based on CATIA[J]. Aeronautical computing technique,2020,50(2):68-71 (in Chinese).

[16] LAFLIN K R,KLAUSMEYER S M,ZICKUHR T,et al. Data summary from second AIAA computational fluid dynamics drag prediction workshop[J]. Journal of aircraft,2005,42(5):1165-1178.

[17] VASSBERG J C,TINOCO E N,MANI M,et al. Abridged summary of the third AIAA CFD drag prediction workshop[J]. Journal of aircraft,2008,45(3):781-798.

[18] BRODERSEN O,CRIPPA S,EISFELD B,et al. DLR results from the fourth AIAA computational fluid dynamics drag prediction workshop[J]. Journal of aircraft,2014,51(4):1135-1148.

[19] LEVY D W,LAFLIN K R,TINOCO E N,et al. Summary of data from the fifth computational fluid dynamics drag prediction workshop[J]. Journal of aircraft,2014,51(4):1194-1213.

[20] TINOCO E N,BRODERSEN O P,KEYE S,et al. Summary data from the sixth AIAA CFD drag prediction workshop: CRM cases[J]. Journal of aircraft,2018,55(4):1352-1379.

(编辑 张璐)

(上接第 489 页)

[10] 王震,杨正伟,何浩浩,等. 非规则轴承故障的动力学建模与仿真[J]. 北京航空航天大学报,2021,47(8):1580-1593.
WANG Zhen,YANG Zhengwei,HE Haohao,et al. Dynamic modeling and simulation of irregular bearing failure[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2021,47(8):1580-1593(in Chinese).

[11] 罗茂林,郭瑜,伍星. 考虑冲击力的球轴承外圈剥落缺陷双冲击现象动力学建模[J]. 振动与冲击,2019,38(14):48-54.
LUO Maolin,GUO Yu,WU Xing,et al. Dynamic modeling of the dual-impulse behavior produced by a spall on the outer race of a ball bearing considering impact forces[J]. Journal of vibration and shock,2019,38(14):48-54(in Chinese).

[12] 田晶,刘丽丽,张凤玲,等. 中介轴承多点故障动力学建模和仿真分析[J]. 推进技术,2022,43(2):299-308.
TIAN Jing, LIU Lili, ZHANG Fengling, et al. Dynamic modeling and simulation analysis of inter-shaft bearing with multi-point faults [J]. Journal of propulsion technology, 2022, 43(2):299-308(in Chinese).

[13] 张建军,王仲生,芦玉华,等. 基于非线性动力学的滚动轴承故障工程建模与分析[J]. 振动与冲击,2010,29(11):30-34.
ZHANG Jianjun, WANG Zhongsheng, LU Yuhua, et al. Modeling and analysis of the engineering of rolling bearing failure based on nonlinear dynamics[J]. Journal of vibration and shock, 2010, 29(11):30-34 (in Chinese).

(编辑 张璐)